



# **“Weak Stability Boundary Transfer to the Moon Launched Piggy-Back on Ariane 5 to GTO”**

Dominik Quantius<sup>1</sup>, Jörn Spurmann<sup>2</sup>, Erwin Dekens<sup>1</sup>, Hartmut Päsler<sup>3</sup>

<sup>1</sup>DLR-Institut für Raumfahrtsysteme, Systemanalyse Raumsegment, Bremen

<sup>2</sup>DLR-Institut für Raumflugbetrieb und Astronautentraining, Oberpfaffenhofen

<sup>3</sup>AMSAT-DL, Marburg

Bremen, 28. September 2



# Inhalt

---

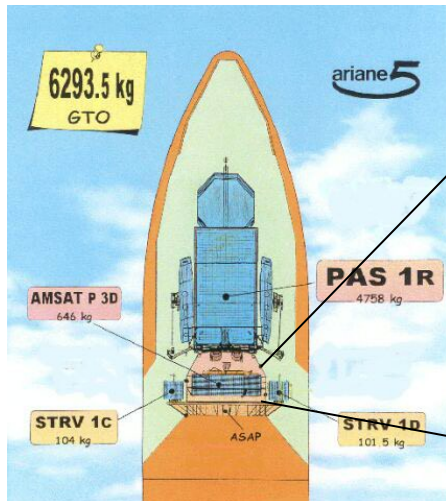
- Hintergrund
- Satellitenkonzept
- Analyse der Startkapazität von Ariane V ECA
- Mondtransfer allgemein
- Weak Stability Boundary Transfer
- Zusammenfassung

# Hintergrund



## ➤ AMSAT-DL:

- Deutscher Verein zum Bau/Betrieb von Amateurfunk-Satelliten (~1200 Mitglieder)
- >30 Jahre Erfahrung in Planung, Bau und Betrieb von Freizeitsatelliten
- Low-cost Missionen im Erdorbit (LEO (800 km) und HEO (60000 km Apogäum))
- Verwendung von commercial off-the-shelf (COTS) Produkten falls möglich
- Fokus auf Telekommunikation (Amateurfunk)
- P3-D (AO-40) im Jahr 2000 gestartet in GTO unter Ausnutzung des Raumes im Nutzlastadapter-Ring: 650 kg Startmasse, hohe Anzahl an Radio Transpondern und digitaler Signalprozessierung, Antriebssystem für Inklinationsänderung





# Hintergrund



## Ziel:

Flug zu Mond/Mars  
mit der AMSAT-DL  
P5A-Mission!



## Interesse:

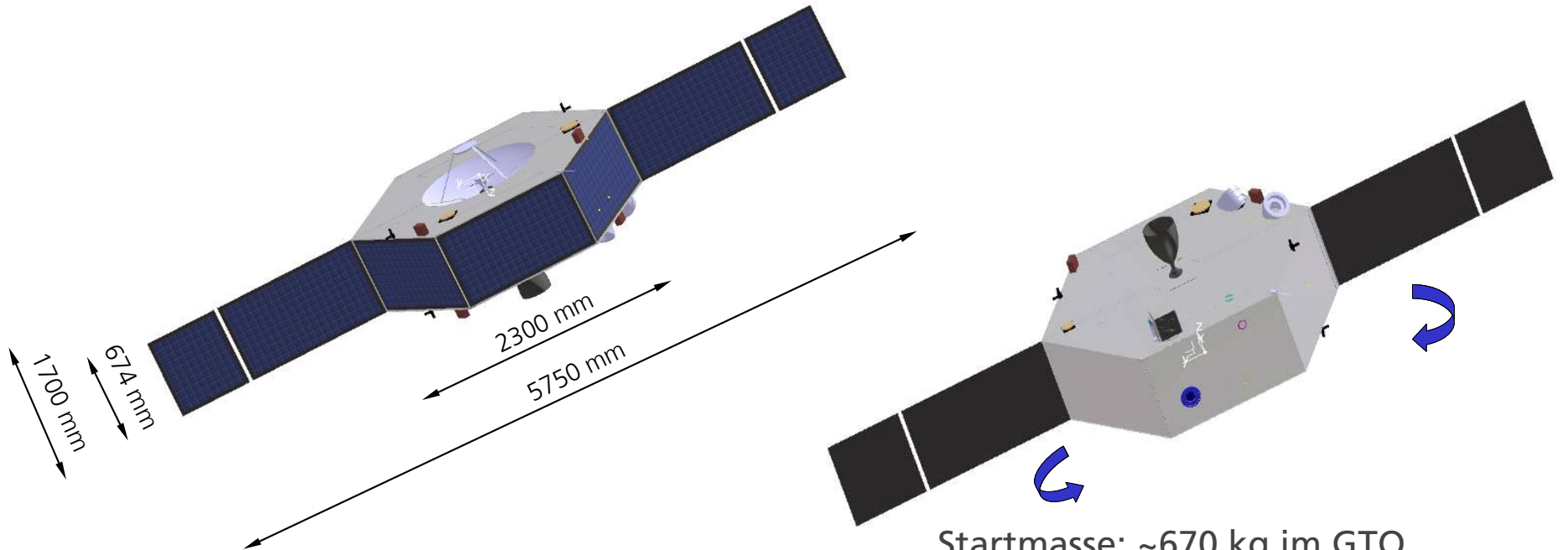
an  
kostengünstiger,  
wissenschaftlicher  
Mission

Konzept einer gemeinsamen Mission zu Mond  
und/oder Mars entworfen in der Concurrent  
Engineering Facility (CEF) im DLR Bremen



# Satellitenkonzept

➤ Design basierend auf flugerprobtem P3-D



Startmasse: ~670 kg im GTO

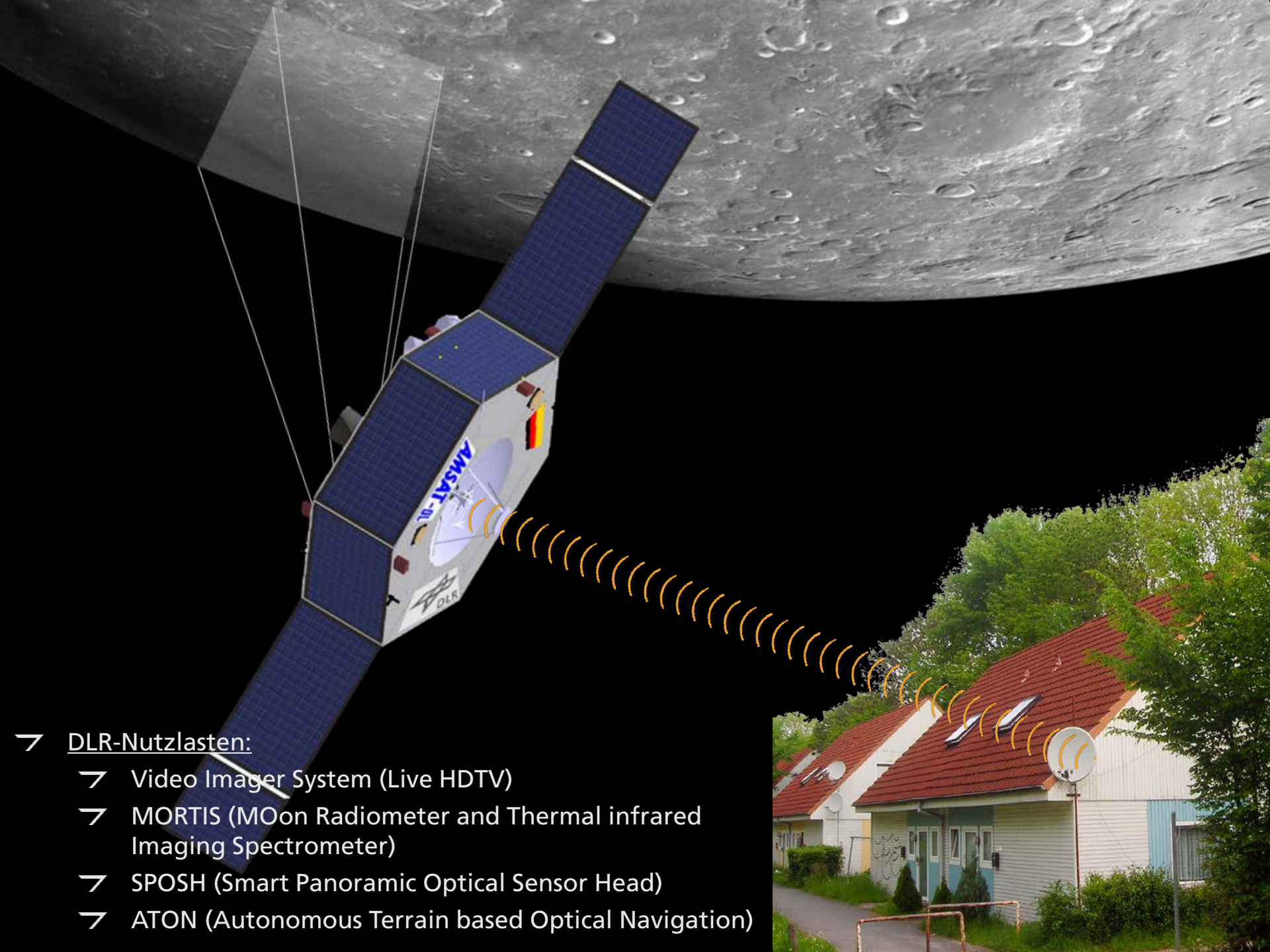
Antrieb: 400 N, 1625 m/s delta-v

Leistung: ~ 380 W (45° Sonnenwinkel)

Datenrate: 30 Mbit/s mit TV-Schüssel

Komm.: X-, S-, L-Band und UHF



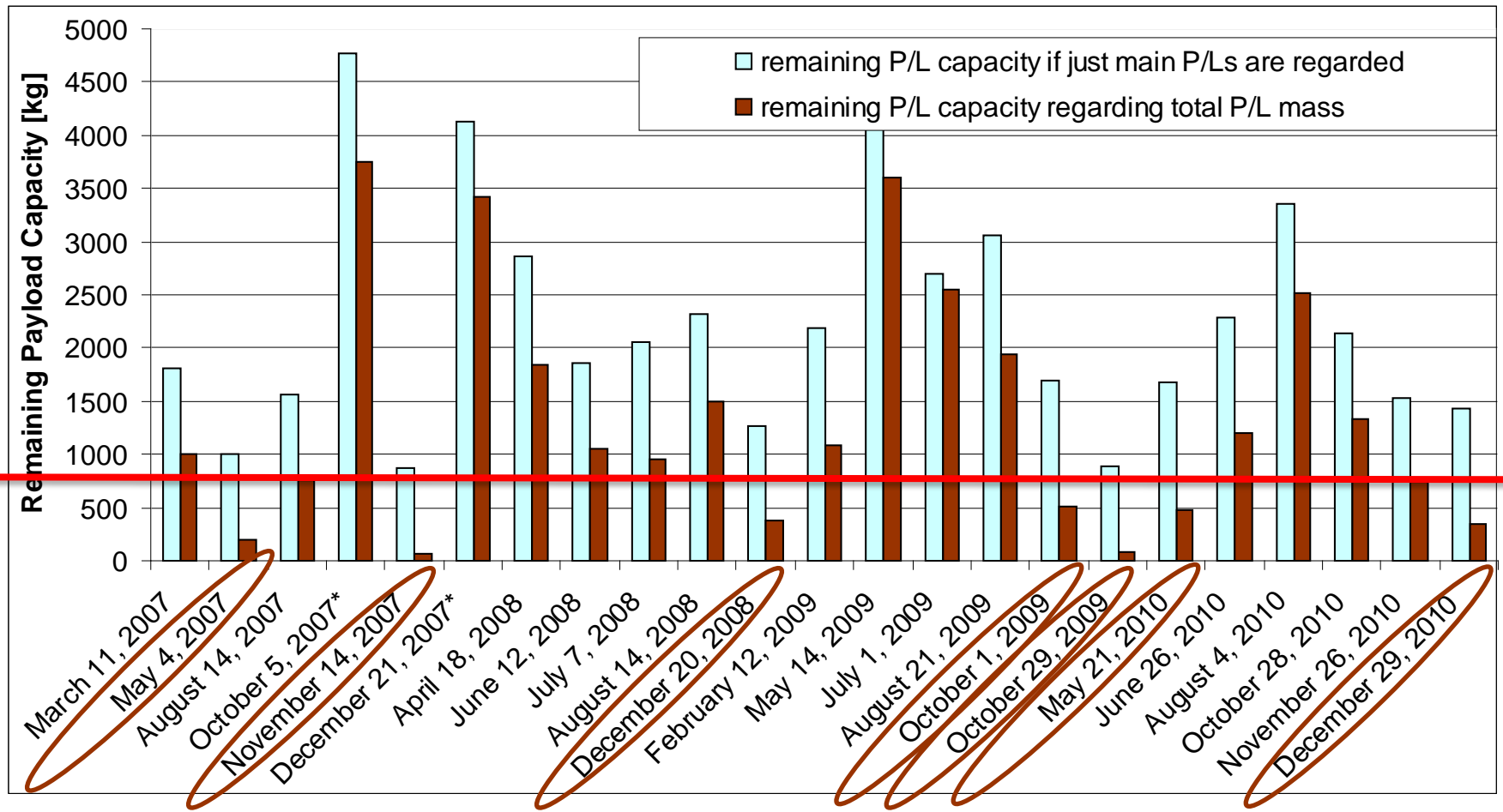


➤ DLR-Nutzlasten:

- Video Imager System (Live HDTV)
- MORTIS (MOon Radiometer and Thermal infrared Imaging Spectrometer)
- SPOSH (Smart Panoramic Optical Sensor Head)
- ATON (Autonomous Terrain based Optical Navigation)



# Analyse der Startkapazität von Ariane V ECA



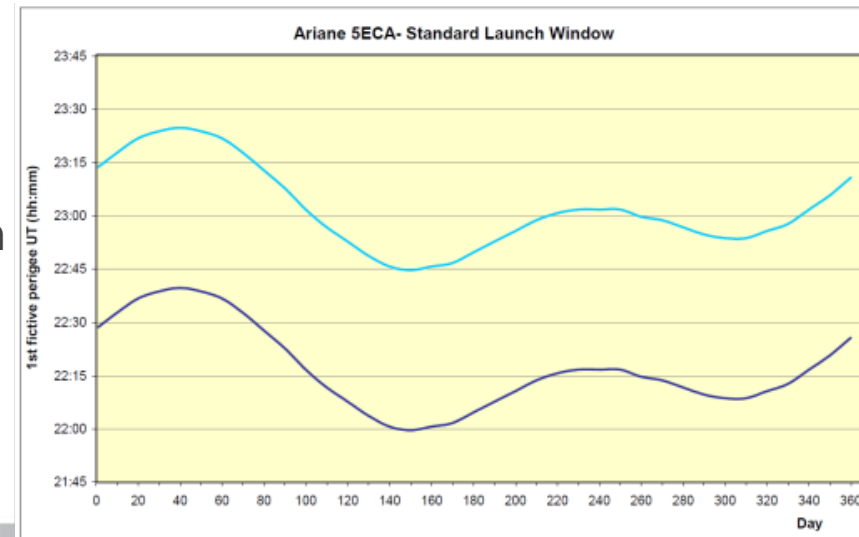
# Analyse der Startkapazität von Ariane V ECA

## ➤ Einschränkung durch Standard-GTO von Ariane:

### ➤ Feste Bahnparameter

Inclination $i$	6 deg to Equator
Altitude of perigee $Z_p$	250 km
Altitude of apogee $Z_a$	35943 km
Argument of perigee $\omega_p$	178 deg
Longitude of ascending node	fixed by launch epoch

### ➤ Festes Startfenster um 22:45 UT herum (dadurch Perigäum in der Mitte des Erdschatten → geringe Eklipsen-Zeiten für Satelliten)





# Mondtransfer allgemein

---

- Mögliche Wege zum Mond:
  - Hohmann-ähnlicher Transfer (direkt / über LEO)
  - Bi-elliptisch
  - Niedrigschubbahn (Spirale)
  - Weak Stability Boundary Transfer



# Mondtransfer allgemein

---

- Probleme beim Hohmann-ähnlichen Transfer:
  - Mondorbit zu Erdäquator inkliniert ( $18^\circ$  bis  $29^\circ$ )
    - Transfer ohne aufwendige Inklinationsänderung nur über Knotenlinie (zwei Mal pro Monat)
  - Position des Perigäums (Transfer-Manöver) im GTO fix von der Sonne weg orientiert
    - Perigäum liegt nur zwei Mal pro Jahr auf Knotenlinie von GTO und Mondorbit
- Kompromiss:
  - Korrekturmanöver bei Erreichen der Einflussphäre des Mondes zur Inklinationsänderung (gesamt-delta-v bis 2200 m/s)
    - nur sinnvoll bei geringer Mond-Deklination (Distanz zur Knotenlinie)
  - Transferzeit: 3-4 Tage

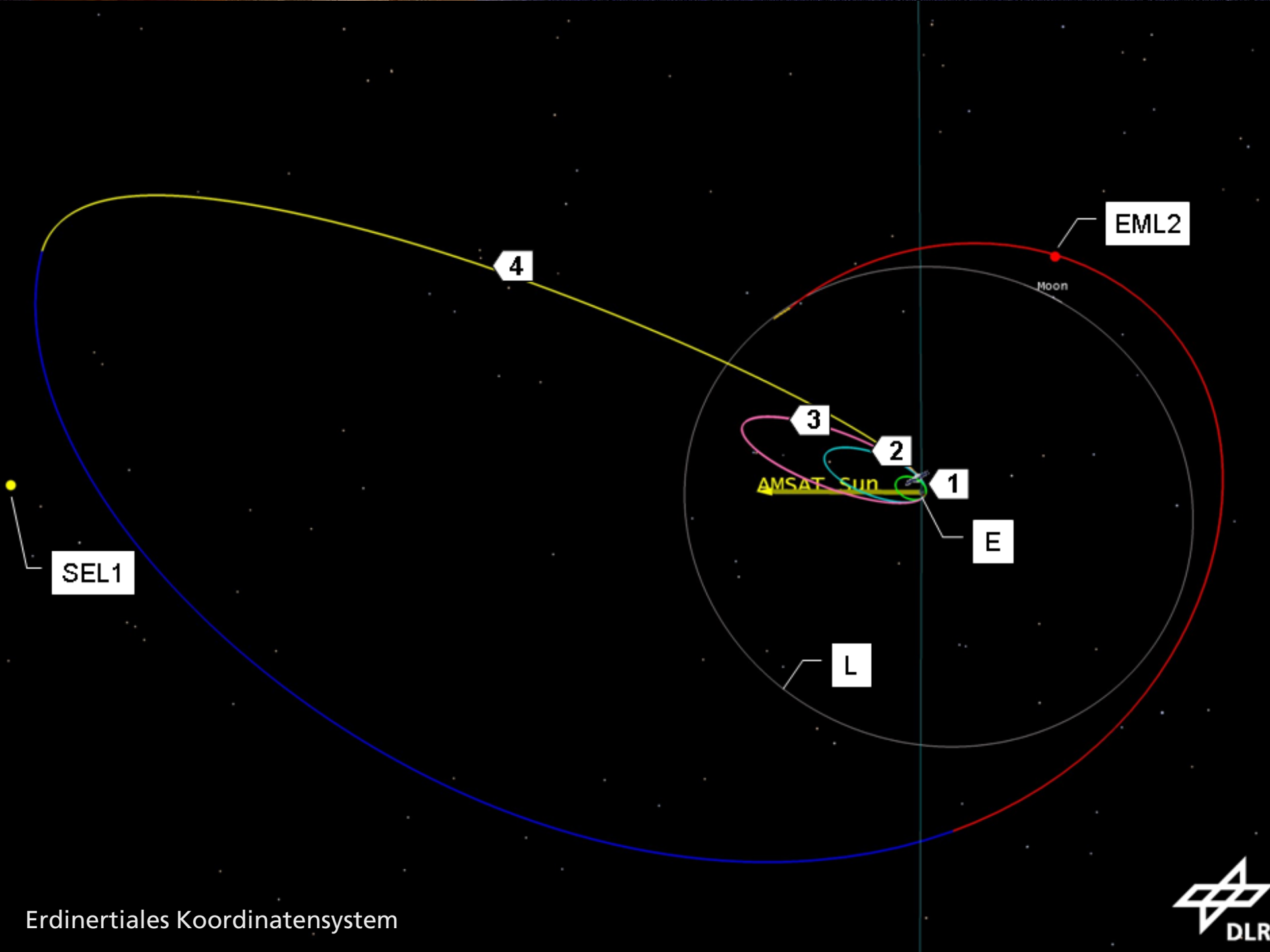
# Weak Stability Boundary Transfer

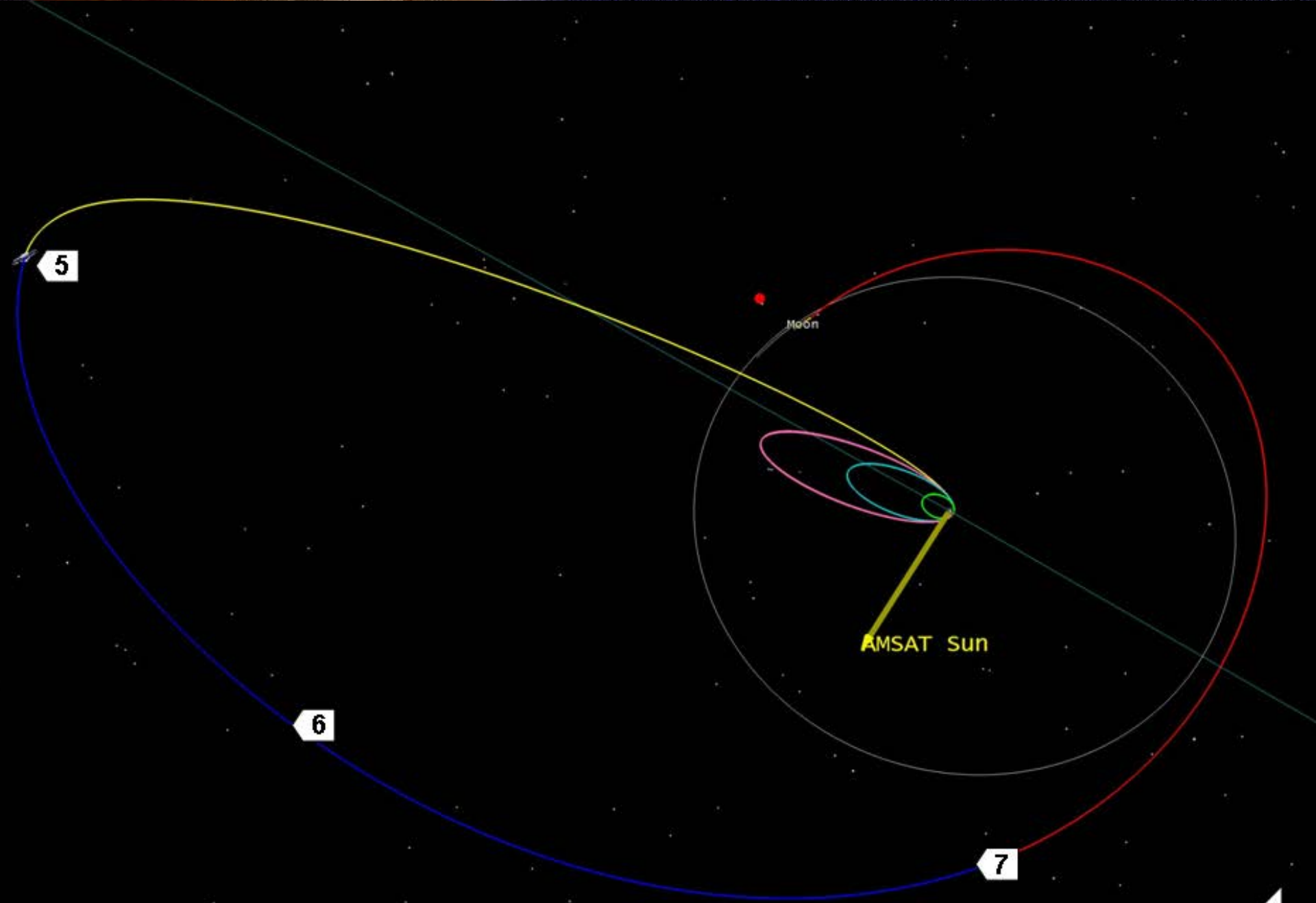
---

- Einschuss des Satelliten in die Gegend in der sich die Kräfte von Sonne und Erde auf den Satelliten ausgleichen
- Durch geringe Manöver in dieser Gegend und die Anziehung durch die Sonne in Flugrichtung → Annäherung des Perigäums an Mondorbit
- Erreichen des Mondes relativ unabhängig von Inklination
- Geringes Einschussmanöver in Mondorbit durch niedrige Relativgeschwindigkeiten (Satellitenbahn ähnlich Mondbahn)
- Gesamt-delta-v ab GTO: 1400 -1600 m/s
- Transferzeit: ca. 4 Monate

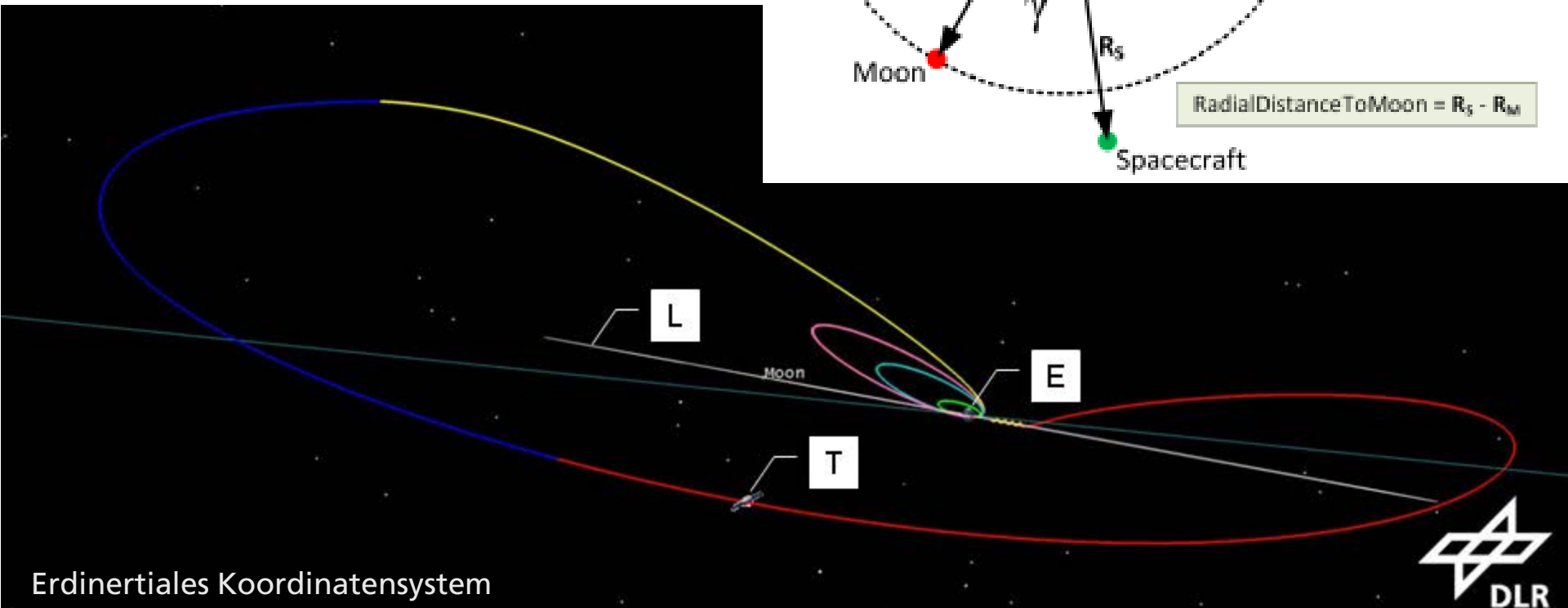
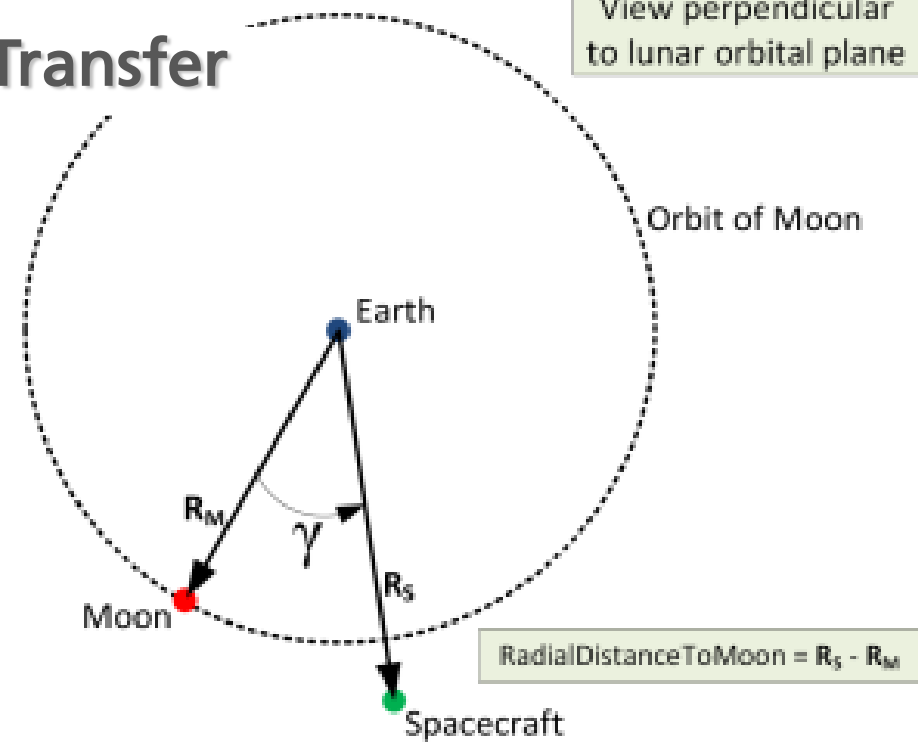




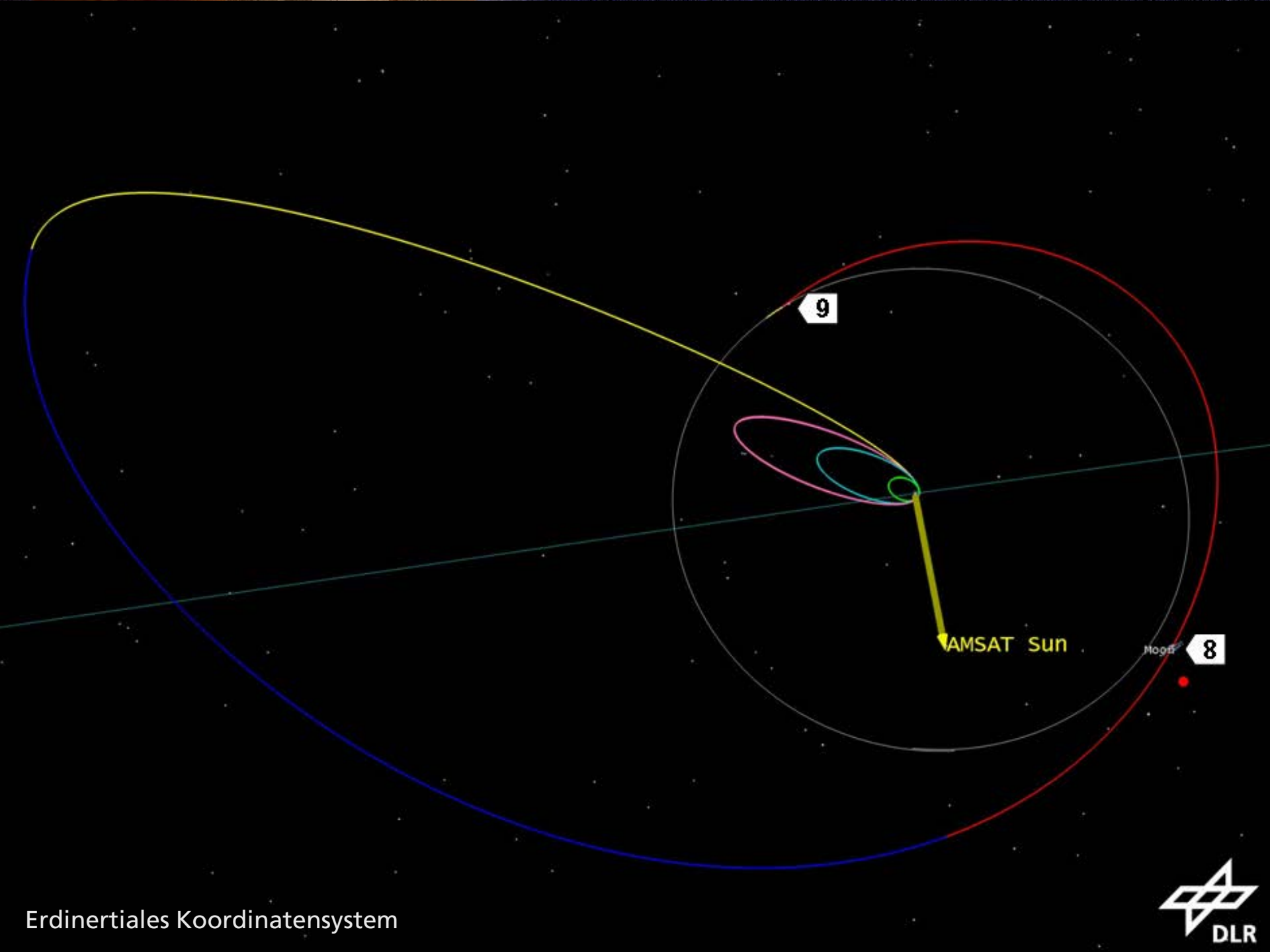




# Weak Stability Boundary Transfer







Sonne-Erde-rotierendes Koordinatensystem

L1

SEL1

E

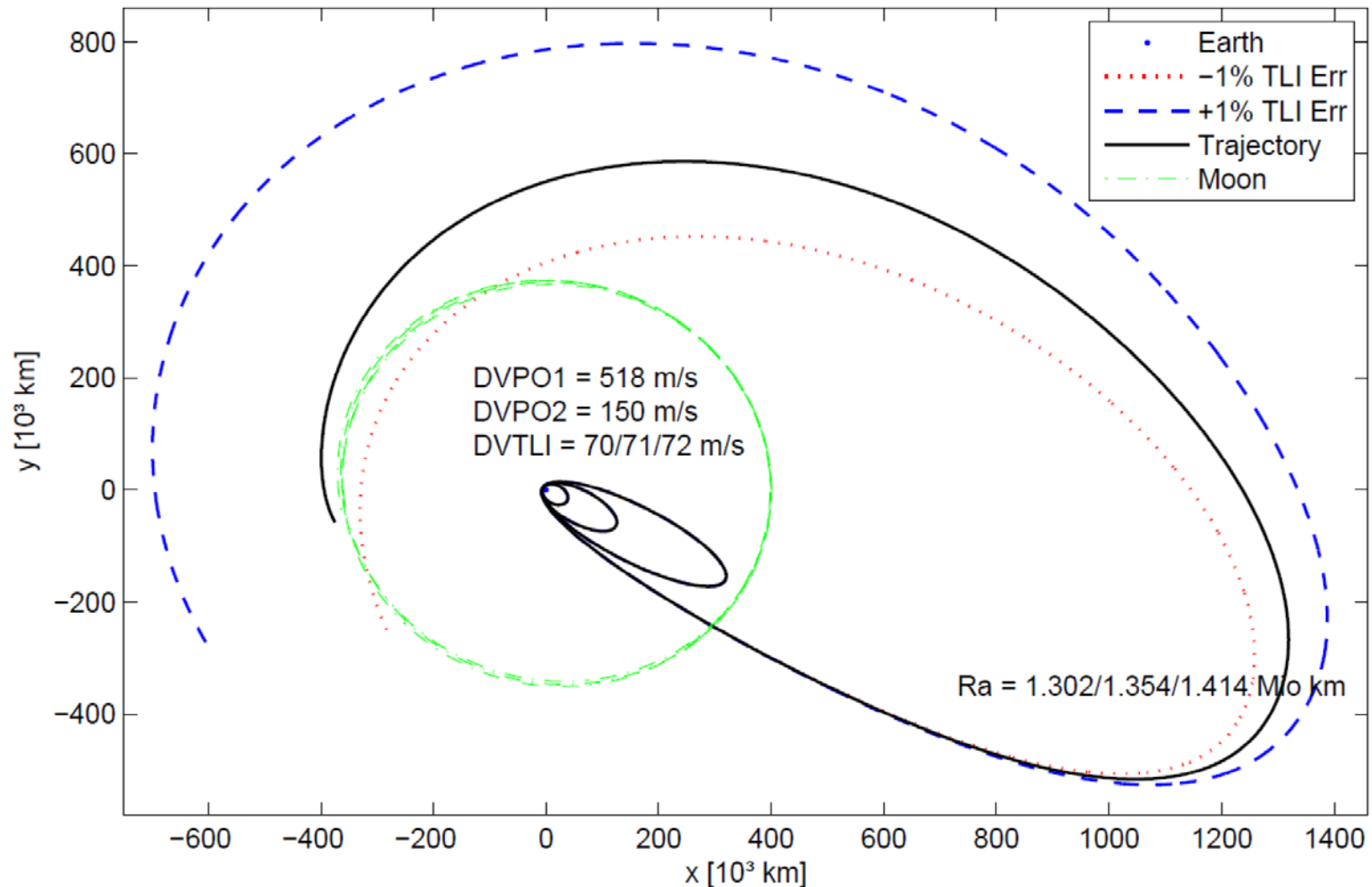
L

EML2

L2



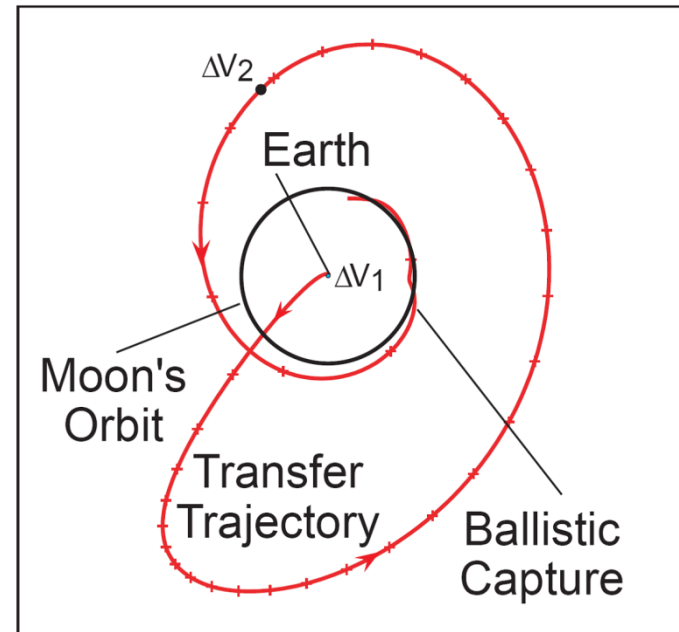
# Weak Stability Boundary Transfer





# Weak Stability Boundary Transfer

- Alternativer WSB-Transfer mit Ballistic Lunar Capture:
  - Noch stärkere Ablenkung durch Sonne
  - Manöver nicht im Apogäum, sondern bei Wiedereintritt in die Einflussosphäre von Erde (900000 km)
  - Wird bei Erreichen des Mondes automatisch von ihm eingefangen



Quelle: Belbruno, E. A., Carrico, J. P.:  
Calculation of Weak Stability Boundary  
Ballistic Lunar Transfer Trajectories, AIAA  
200-4142, Denver, Colorado

# Zusammenfassung

---

- WSB-Transfer gute Möglichkeit für DLR-AMSAT P5 Moon Mission und alle Satelliten, die mit unbestimmtem Datum in den GTO starten
- Delta-v Ersparnis von bis zu 800 m/s im Vergleich zu Hohmann-ähnlichem Transfer
- Vermeidung von langen Wartezeiten (bis zur nächsten Knotenlinie) im GTO (Van-Allen-Gürtel)
- Hier gewählter Ansatz erlaubt Simulation des Transfers für jedes beliebige Startdatum innerhalb des Standard-Startfensters von Ariane (analog zu bis zum Schluss unbekanntem Startdatum als "Mitflieger")
- Offene Punkte:
  - Optimierung der Bahn (nach delta-v und Fehlertoleranz)
  - Detailliertere Simulation zum Erreichen des 100x100 km Mondorbits

WSB\_To\_Moon - STK 9 - Rotating E-S

File Edit View Insert Analysis Satellite Utilities Window Help

19 Feb 2014 23:04:52.500

Object Browser

AMSAT : Basic Orbit

Propagator: Astrogator Central Body: Earth

Basic

- Orbit
- Alt...
- Pa...
- M...
- Ec...
- Re...
- Gr...
- De...
- 2D Gra...
- Alt...
- TL...
- Pass...
- Co...
- Ra...
- Li...
- S...
- Gr...
- 3D Gra...
- Pass...
- Or...
- Alt...
- Ve...
- Pl...
- Dr...
- Co...
- B...
- M...
- Off...
- Co...
- Ra...
- M...
- Da...

TARGET launch into GTO  
LAUNCH (Ariane-5)

TARGET Moon approach  
SEQUENCE of GTO revolutions  
PROPAGATE GTO  
MANEUVER (1st Interorbit)  
PROPAGATE 1st Interorbit  
MANEUVER (2nd Interorbit)  
PROPAGATE (2nd Interorbit)  
TARGET Earth-Sun WSB  
MANEUVER (Trans Lunar Injection)  
PROPAGATE to high apogee  
TARGET Moon vicinity  
MANEUVER (Mid Course Correction)  
PROPAGATE to Earth-Sun line  
PROPAGATE to target point  
TARGET orbit insertion  
MANEUVER (Lunar Orbit Insertion)  
PROPAGATE lunar orbit

Results...

OK Cancel Apply Help

Rotating E-S

Sun Earth\_Sun\_Orb Axes  
19 Feb 2014 23:04:52.500 Time Step: 7200.00 Sec

Inertial Moon

TARGET Moon approach.Target Moon angular separation: Finished: \*CONVERGED\* in 1 iteration. \*Constraints Met\*

Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
SEQUENCE_of_GTO_revolutions.Scripting_Tool : OrbRev	3.38632	2.3863	TARGET_Moon_vicinity.PROPAGATE_to_target_point : GammaAngle	4 deg	5.83717 d	1.8372 deg	3 deg

TARGET Moon approach.TARGET Earth-Sun WSB.Correct TLI: Finished: \*CONVERGED\* in 3 iterations. \*Constraints Met\*

Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
MANEUVER_Trans_Lunar_Injection : ImpulsiveMnvr.Cartesian.X	0.0993435 k	-0.00051951	PROPAGATE_to_high_apogee : Radius Of Apoapsis	1.4e+006 km	1.40033e+	326.45 km	1000 km

TARGET Moon approach.TARGET Moon vicinity.Target Moon distance at perigee: Finished: \*CONVERGED\* in 0 iterations. \*Constraints Met\*

Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
MANEUVER_Mid_Course_Correction : ImpulsiveMnvr.Cartesian.X	0.10611 km/s	0 km/sec	PROPAGATE_to_target_point : RadialDistanceToMoon	30000 km	30926 km	926.02 km	1000 km

TARGET Moon approach.TARGET Moon vicinity.Target Moon at XY-plane cross: Finished: \*CONVERGED\* in 0 iterations. \*Constraints Met\*

Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
MANEUVER_Mid_Course_Correction : ImpulsiveMnvr.Cartesian.X	0.112433 km/sec	0 km/sec	PROPAGATE_to_target_point : GammaAngle	0 deg	-0.844823	-0.84482 de	1 deg
MANEUVER_Mid_Course_Correction : ImpulsiveMnvr.Cartesian.Y	-0.0101568 km/s	0 km/sec	PROPAGATE_to_target_point : RadialDistanceToMoon	0 km	1576.81 k	1576.8 km	5000 km
MANEUVER_Mid_Course_Correction : ImpulsiveMnvr.Cartesian.Z	-0.00734898 km/s	0 km/sec					

TARGET Moon approach.TARGET Moon vicinity.Target periselenal altitude: Finished: \*CONVERGED\* in 3 iterations. \*Constraints Met\*

Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
MANEUVER_Mid_Course_Correction : ImpulsiveMnvr.Cartesian.X	0.112629 km/sec	2.8897e-006	PROPAGATE_to_target_point : PeriselenalAltitude	100 km	100.064 k	0.063905 k	1 km
MANEUVER_Mid_Course_Correction : ImpulsiveMnvr.Cartesian.Y	-0.0101559 km/sec	1.8785e-008					
MANEUVER_Mid_Course_Correction : ImpulsiveMnvr.Cartesian.Z	-0.00734728 km/sec	3.7347e-008					

TARGET orbit insertion.Target eccentricity: Finished: \*CONVERGED\* in 0 iterations. \*Constraints Met\*

Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
MANEUVER_Lunar_Orbit_Insertion : ImpulsiveMnvr.Cartesian.X	-0.672275 km/sec	0 km/sec	MANEUVER_Lunar_Orbit_Insertion : Eccentricity	0	0.0064267	0.0064267	0.01

TARGET launch into GTO.Target GTO: Finished: \*CONVERGED\* in 4 iterations. \*Constraints Met\*

Control	New Value	Last Update	Constraint	Desired	Achieved	Difference	Tolerance
LAUNCH_Ariane-5 : Burnout.Geodetic Latitude	-2.8147 deg	0.033146 deg	LAUNCH_Ariane-5 : Altitude Of Apoapsis	35943 km	35943 km	0.0099961	0.1 km
LAUNCH_Ariane-5 : Burnout.Inertial#PA	12.1734 deg	-5.5533e-005	LAUNCH_Ariane-5 : Altitude Of Periaapsis	250 km	250 km	8.9395e-00	0.1 km
LAUNCH_Ariane-5 : Burnout.Inertial#Azimuth	95.3475 deg	-0.034564 de	LAUNCH_Ariane-5 : Argument of Periaapsis	178 deg	178.038 d	0.038324 d	0.1 deg
LAUNCH_Ariane-5 : Burnout.Inertial#Velocity	9.88116 km/sec	1.4804e-008	LAUNCH_Ariane-5 : Inclination	6 deg	5.99823 d	-0.0017691	0.1 deg

Inertial Earth

Earth Inertial Axes  
19 Feb 2014 23:04:52.500 Time Step: 7200.00 sec

DLR

Inertial Earth Rotating E-M Rotating E-S Inertial Moon Report: AM... TARGET la... TARGET M... TARGET M... TARGET M... TARGET M... TARGET M... TARGET M... TARGET M... TARGET M... TARGET M... Report: AM... Report: AM... AMSAT: B...

